



## ASPECTOS DE PROJETO DO ESCUDO TÉRMICO DO PRIMEIRO PROTÓTIPO DA PLATAFORMA ORBITAL RECUPERÁVEL SARA

**Luís Eduardo Vergueiro Loures da Costa**

Centro Técnico Aeroespacial / Instituto de Aeronáutica e Espaço

Divisão de Sistemas Espaciais

12228-904 São José dos Campos-SP

[loures@iae.cta.br](mailto:loures@iae.cta.br)

**Paulo Moraes Jr.**

Centro Técnico Aeroespacial / Instituto de Aeronáutica e Espaço

Divisão de Sistemas Espaciais

12228-904 São José dos Campos-SP

[moraes@iae.cta.br](mailto:moraes@iae.cta.br)

**Resumo.** *O projeto do escudo térmico da plataforma orbital SARA em sua primeira versão constitui-se em um exercício complexo de engenharia, visto não estarem dominadas todas as condições do meio externo, ser muito difícil uma simulação fidedigna destas condições e haver uma quantidade substancial de soluções possíveis. O presente trabalho tem como objetivo propor uma configuração inicial realista, baseada nos conhecimentos atuais sobre o assunto, que possa ser utilizada nos estudos subseqüentes das diferentes áreas que englobem o projeto do veículo (controle térmico orbital, aerotermodinâmica, materiais, dinâmica estrutural, etc.). A configuração básica aqui proposta poderá ser assim analisada, sendo passível de ser otimizada ou, até mesmo, modificada, caso algum requisito da especificação técnica seja violado.*

**Palavras-chave:** *sistema de proteção térmica, satélite recuperável, escudo térmico, SARA*

### 1. INTRODUÇÃO

O projeto SARA envolve o desenvolvimento de um veículo orbital que pode ser lançado por um foguete do porte do VLS (Boscof, 1990) e posteriormente recuperado e reconduzido à sua base em terra. Este veículo deve permanecer em órbita terrestre baixa (300 km), produzindo um ambiente de microgravidade controlado (cerca de  $10^{-6}$  g) para a realização de experimentos científicos (Moraes, 1998). A operação de recuperação deve envolver a atuação de um motor de indução de reentrada que forneça ao veículo a necessária desaceleração para que este possa reentrar na atmosfera terrestre (Villas Bôas et al., 2000).

No início da reentrada, devido à grande distância entre as moléculas de ar, a interação destas moléculas com a estrutura do veículo é pequena. À medida que o veículo penetra nas camadas mais densas da atmosfera, ele começa a sentir as conseqüências do escoamento do ar ao seu redor. Isso o faz procurar se reorientar segundo o seu eixo longitudinal e baixos ângulos de ataque, sofrendo os primeiros efeitos do aquecimento cinético proveniente da transformação da energia cinética do escoamento em energia térmica. À cerca de 60 km de altitude, o aquecimento cinético atinge o seu valor máximo, com um fluxo térmico da ordem de  $2,0 \text{ MW/m}^2$  na região do ponto de estagnação, encontrando-se o veículo a velocidades da magnitude de Mach 20 (Pessoa Filho, 1997).

Após esta etapa, o fluxo térmico começa a diminuir e a diferença de pressão dinâmica se reduz, permitindo o acionamento do sistema de recuperação a partir de 10 km de altitude.

O ambiente altamente agressivo da reentrada atmosférica, em especial a partir de 100 km de altitude, exige a concepção de um Sistema de Proteção Térmica robusto e confiável que permita resguardar a carga útil dos danos de um aquecimento interno excessivo. A descrição da concepção deste SPT, bem como as razões para tal, constituem o escopo deste documento.

## 2. CONCEPÇÃO BÁSICA

Sob o ponto de vista do Sistema de Proteção Térmica, o SARA pode ser subdividido em três componentes: a calota, a região cônico-cilíndrica e a região traseira. Cada uma destas regiões está sujeita, de uma forma geral, ao mesmo meio ambiente em termos qualitativos, sendo que o único parâmetro que as diferencia é o aspecto quantitativo. Assim, por exemplo, o fluxo de calor sobre a calota é muitas vezes superior ao incidente sobre a região cônico-cilíndrica e o desta difere do da região traseira, que se situa na "sombra do escoamento".

A Fig. (1) traz um desenho do protótipo suborbital do SARA, idealizado para qualificar diversos subsistemas sob condições ambientais menos severas e que deverá voar em finais de 2002. A geometria do protótipo orbital deverá se basear, em linhas gerais, neste modelo suborbital.

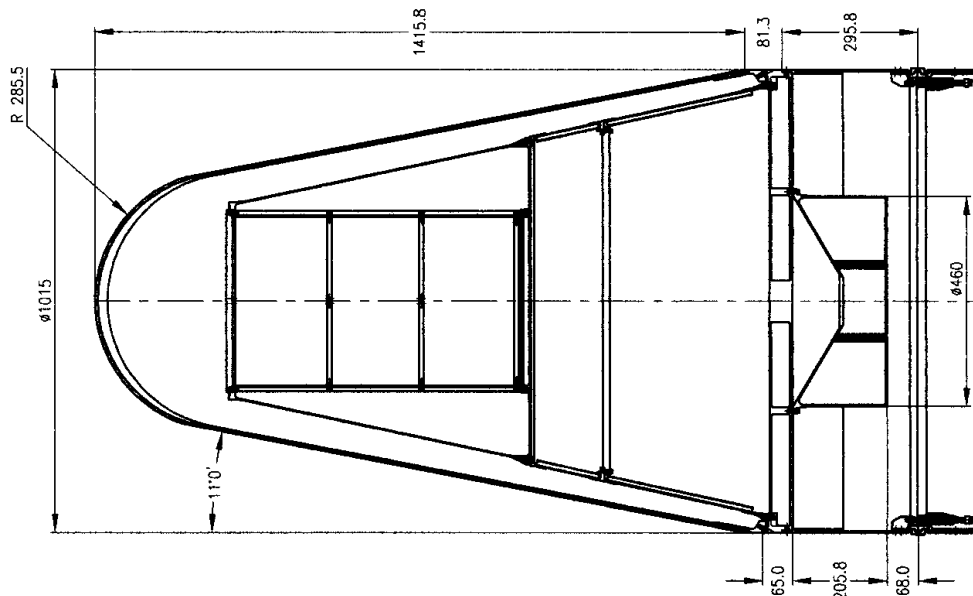


Figura 1. Concepção do SARA Suborbital

Como a intensidade de fatores como o fluxo térmico é diferente para as três regiões apresentadas, diferentes serão também as soluções propostas para o SPT nestas regiões (Loures & Moraes, 2001), sendo este o objeto da discussão subsequente.

### 2.1. Região da Calota

A região frontal do veículo é a que recebe o maior fluxo térmico, pois é exatamente onde o escoamento é frenado com mais intensidade. Nesta região está situado o ponto de estagnação.

A solução adotada para a região consiste na utilização de uma casca de carbono/carbeto de silício funcionando como "estrutura quente", ou seja, uma estrutura que seja responsável por suportar os esforços em vôo e, ao mesmo tempo, resistir ao meio ambiente de reentrada atmosférica. Por trás da casca de carbono/carbeto de silício deve ser utilizado um feltro de zircônia como isolante térmico, pois o material da casca por si só não é capaz de garantir um gradiente adequado, permitindo assim que a estrutura interna seja mantida nos patamares de temperatura especificados.

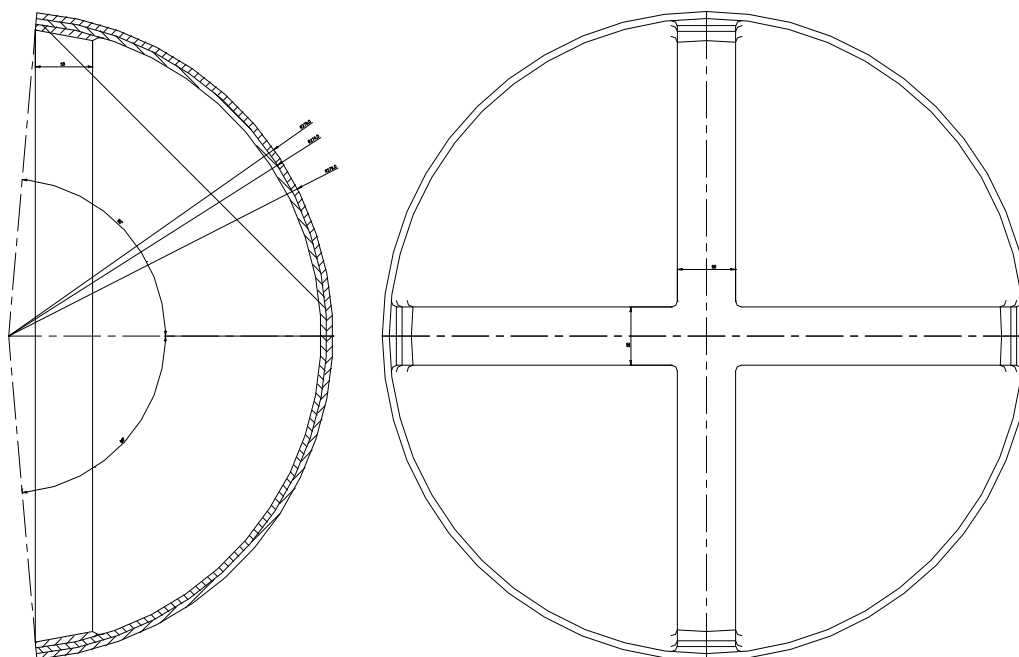


Figura 2: Proposta Preliminar para a Calota do SARA

As propriedades do C/SiC podem ser observadas na Tab. (1) abaixo em comparação com o carbono/carbono:

Tabela 1 Propriedades do C/SiC

Material	Resistência à Tração (MPa)	Limite de Ruptura (%)	Cisalhamento Interlaminar (MPa)	Módulo de Young (Gpa)	Densidade (g/cm <sup>3</sup> )	Coef. Dilatação Térmica (K <sup>-1</sup> )	Temperatura Máxima de Uso (°C)
C/C	200-250	0,8-1,0	10-20	60-80	1,6-1,8	1,4 a 1,6 x 10 <sup>-6</sup>	2200
C/SiC	300-350	0,7-0,9	30-35	80-100	2,1	3,0 a 4,0 x 10 <sup>-6</sup>	1600-1800

Como pode ser constatado, o C/SiC possui uma resistência à tração que é dois terços da de um tecido equilibrado de carbono/epóxi estrutural (550 MPa), um alongamento de ruptura compatível com outros materiais compostos, uma propriedade de cisalhamento interlaminar e um módulo de Young altos, uma densidade baixa em comparação a materiais metálicos convencionais, um coeficiente de dilatação térmica baixo (porém não nulo) e uma temperatura máxima de utilização compatível com a especificação técnica.

O C/SiC é formado por um reforço de fibra de carbono envolto em uma matriz cerâmica de carbetto de silício. A matriz de carbetto de silício fornece a proteção contra o ataque do oxigênio atômico, enquanto as fibras de carbono conferem ao material uma boa resistência mecânica. O material como um todo possui elevada resistência à ablação.

A situação se altera a partir de 1600 °C, pois começa a ocorrer a chamada oxidação ativa, produzindo SiO, um produto volátil e que aumenta a taxa de ressecção da superfície, muito embora estas perdas maiores sejam aceitáveis até 1800 °C. A resistência do material ao choque térmico é alta devido aos modos de falha criados pelas interfaces entre fibra e matriz cerâmica. Tais modos de falha são dissipadores de energia.

As propriedades mecânicas do C/SiC variam pouco com a temperatura, sendo esta variação mais significativa após 1500 °C devido à oxidação ativa. À temperaturas muito altas (acima de 600 °C), a radiação térmica é o mecanismo principal de transferência de calor. Como a matriz de C/SiC confere ao material de proteção térmica uma emissividade da ordem de 0,8, esta característica

proporciona um fator importante na rejeição de calor por reradiação. Supondo, por exemplo, um fluxo de calor incidente no ponto de estagnação de  $2 \text{ MW/m}^2$  e considerando as características geométricas da casca, a quantidade de calor incidente sobre ela seria de 460 kW, admitindo-se uma distribuição cossenoidal do fluxo ao longo da calota. Se a temperatura média da calota for de  $1500^\circ\text{C}$ , a Lei de Stefan-Boltzmann forneceria, sob as mesmas hipóteses, um quantidade de calor emitido de 188 kW. Assim, dos 460 kW incidentes sobre a calota, 188kW estariam sendo rejeitados por reradiação, ou seja, cerca de 40%.

A casca em C/SiC fornece a necessária resistência mecânica e ao aquecimento aerotermodinâmico, mas não serve de barreira eficaz para a passagem do calor para o interior do veículo. Para que isso aconteça, se torna necessária a utilização de um isolamento térmico efetivo. A fim de atender as condições apresentadas na Especificação Técnica Preliminar, a opção foi por um feltro de Zircônia ( $\text{ZrO}_2$ ).

As fibras de zircônia, com 4-6  $\mu\text{m}$  de diâmetro, são bastante resistentes a meios oxidantes, mesmo a altas temperaturas. O feltro pode ser constituído por 100% de fibras, possuindo uma densidade de  $0,24 \text{ g/cm}^3$  nesta configuração. É fabricado sem ligantes e não passa por mudanças de fase, o que poderia reduzir a sua resistência mecânica. A sua natureza fibrosa pode ser mantida até  $2000^\circ\text{C}$ , perdendo, no entanto, sua flexibilidade a partir de  $1200^\circ\text{C}$ . A sua temperatura máxima de utilização como isolante térmico é  $1750^\circ\text{C}$ . Como características adicionais, o feltro possui baixa pressão de vapor ( $8 \times 10^{-12}$  Torr a  $1370^\circ\text{C}$ ), apresenta baixo *outgassing* e resíduos de contaminação.

A propriedade de condutividade térmica do feltro de zircônia considerado podem ser observadas na Tabela 2, com a ressalva de que as propriedades apresentadas são de referência. O problema com relação a materiais fornecidos como feltros consiste na difícil reprodutibilidade de propriedades e sua forte dependência dos processos de fabricação, pré-tratamento e teste. Fatores como a ortotropia, diâmetro das fibras e a porosidade induzida podem alterar significativamente os valores citados, assim como reações químicas devido às altas temperaturas e baixas pressões e liberação de voláteis. Em suma, muito embora os materiais apresentados representem uma solução adequada para o problema proposto a partir de dados de referência, sua performance real só poderá ser avaliada em experimentos específicos.

Tabela 2: Condutividade Térmica do Feltro de Zircônia ( $\text{W/m}^\circ\text{C}$ )

Temperatura ( $^\circ\text{C}$ )	200	600	1000	1400	1700
No vácuo	0,035	0,053	0,101	0,151	0,216
No ar	0,070	0,116	0,209	0,264	0,347

Com a configuração descrita, a região da calota compreenderia uma espessura da casca básica de 5 mm, as longarinas com outros 5 mm, perfazendo 10 mm, e a base com mais 5 mm, dando o total de 15 mm neste local. O isolamento térmico de feltro de zircônia teria com uma camada de 100 mm de espessura. O sistema assim proposto alcançaria uma massa estimada de 7,7 kg.

## 2.1. Região do Cone/Cilindro

O fluxo térmico se reduz sensivelmente à medida que se caminha em direção à região traseira do veículo. Desta forma, as soluções tecnológicas para este segundo segmento do sistema serão diferentes. Mesmo que se desejasse utilizar a mesma solução da região da calota, isso não seria possível em função das dimensões máximas dos fornos de carbonização em uso no país atualmente.

Partindo-se das tecnologias desenvolvidas no CTA/IAE para o projeto VLS como base para desenvolvimentos ulteriores, a alternativa viável e adequada para este segmento do veículo seria a utilização de uma estrutura monobloco em fibra de carbono/resina fenólica. Tal tipo de estrutura

vem sendo utilizado para corpos de reentrada desde os anos 60 e se caracteriza por sua grande resistência mecânica e baixa taxa de ressecção causada pela ablação da estrutura.

O material em questão fornece uma proteção térmica dita por ablação. Uma explicação detalhada sobre o fenômeno de ablação foge ao escopo deste trabalho, podendo ser encontrada em (Loures & Moraes, 2000) Por hora, é suficiente saber que a ablação é baseada no princípio de absorção de calor por um ou mais fenômenos endotérmicos, tais como a fusão, sublimação, vaporização, transformação química e decomposição do material. Se o tipo de ablação produzir uma região pirolisada, como é o caso do carbono/fenólica, parte da energia deverá ainda retornar ao meio-ambiente por reradiação.

Normalmente, um bom material ablativo deve ser um mau condutor de calor e deve dissipar o máximo de energia ao se destruir. No caso do carbono/fenólica, a resina fenólica, ao se destruir, resfria e aumenta a espessura da camada limite próxima à parede do veículo, proporcionando um aumento do bloqueio à transferência de calor por convecção do escoamento. A resina fenólica possui, adicionalmente, uma característica de deixar um alto teor de resíduo carbonáceo ao se deteriorar termicamente. Esta característica, somada à base de fibras de carbono, que só são destruídas lentamente devido à oxidação e à alta temperatura, constrói, na estrutura submetida ao processo de ablação, uma camada de material pirolisado de densidade variável (diminui de espessura em direção à superfície), a qual possui características excelentes de rejeição do calor absorvido. Esta rejeição ocorre por radiação e é facilitada pelos altos coeficientes de emissividade da região pirolisada, os quais se situam em níveis próximos daqueles dos corpos negros. Esta camada pirolisada possui grande estabilidade devido à resistência mecânica das fibras de carbono a altas temperaturas e consegue resistir bem ao cisalhamento ocasionado pelo escoamento.

As principais características de sistemas ablativos convencionais podem ser vistas na Tab. (3).

Tabela 3. Propriedades de Materiais Ablativos Convencionais

Composição	Manta de Asbestos (65%) + Fenólica (35%)	Tecido de Sílica (65%) + Fenólica (35%)	Tecido de Nylon (50%) + Fenólica (50%)	Tecido de Carbo. (67%) + Fenólica(33%)
Densidade [g/cm <sup>3</sup> ]	1,7	1,6	1,2	1,4
Resistência à tração [MPa]	41,0	65,0	42,0	140,0
Módulo de Young [GPa]	3,5	15,0	6,9	24,0
Calor Específico [J/(kg K)]	800	1100	1970	1000
Conduktiv. Térm. [W/(mK)]	0,17	0,62	0,17	1,45
Coef. de Exp, Térmica [10 <sup>-6</sup> °C <sup>-1</sup> ]	3,6	12,6	64,8	6,8
Deformação de Ruptura (%)	—	0,50	2,00	1,10
Taxa de Ablação *(mm/s)	0,069	0,09	0,40	0,025
Índice de Isolamento** (s)	57,3	59,0	58,0	24,1

(\*) Considerando um fluxo térmico de 6,25 MW/m<sup>2</sup> provido por uma chama a 3040 °C.

(\*\*) Tempo para que a parede interna atinja 200 °C.

Obs.: Os dados fornecidos acima são de referência, não devendo ser utilizados para projeto.

A análise criteriosa da Tabela 3 elucidada em parte a escolha do carbono/fenólica como material de proteção térmica. Como pode ser observado, suas propriedades mecânicas são significativamente superiores às dos outros materiais considerados. Além do exposto, a experiência do IAE com ablativos permite afirmar que uma propriedade não descrita acima, mas de primordial importância na utilização estrutural dos materiais considerados, a resistência ao cisalhamento interlaminar, é bastante superior no carbono/fenólica em relação ao seu concorrente mais efetivo, a sílica/fenólica. Esta propriedade mede a tendência de materiais compostos à falha por delaminação.

Fora a sua superior resistência mecânica, os compostos em carbono/fenólica apresentam baixa densidade, calor específico elevado, baixa deformação térmica, razoável elongação à ruptura e,

principalmente, uma baixa taxa de ablação. Esta baixa taxa de ablação garante que a superfície aerodinâmica não vá sofrer grandes alterações durante a reentrada, o que aumentaria as incertezas sobre as cargas aerotermodinâmicas incidentes sobre o veículo.

Fica evidente também na Tabela 3 a grande desvantagem do carbono/fenólica: por possuir uma condutividade térmica mais alta, o tempo para que a superfície interna do material atinja patamares incompatíveis com a especificação técnica é mais curto. Esta característica do material vai ser compensada no projeto proposto pela introdução de uma camada de material isolante entre a superfície externa ablativa e a subestrutura do veículo.

Há, contudo, outras razões de caráter subjetivo que não são visíveis pelo exame da Tabela 3. Em primeiro lugar, o objetivo final do programa SARA é o desenvolvimento de uma plataforma recuperável e reutilizável. Assim sendo, o presente projeto se insere como uma etapa intermediária de um projeto maior. Isto considerado, fica claro que a utilização de um material que produza baixa ressecção na superfície e que necessite de uma camada de isolamento é preferível, pois reproduz, com menor performance, as condições que serão aquelas de um material reutilizável. Assim, as soluções de projeto empregadas no *design* atual serão similares às do projeto final.

Em segundo lugar, considerando-se um projeto com a quantidade de inovações tecnológicas, como é o caso do projeto SARA, é recomendável a utilização de tecnologias consagradas sempre que possível para aumentar a confiabilidade do sistema como um todo. A utilização de um composto ablativo em carbono/fenólica vem ao encontro desta necessidade, uma vez que compostos ablativos com o mesmo material e utilizando a mesma técnica de fabricação proposta vêm sendo utilizados no programa VLS há mais de dez anos. Durante este período, divergentes para tuberias de foguetes de sondagem e lançadores foram qualificadas em tiros em banco e em vôo. As condições de fluxo térmico, temperatura e tempo de exposição a que as estas tuberias foram submetidas são similares às de uma reentrada atmosférica, com a agravante de que as tuberias ainda sofreram um carregamento mecânico maior (vetor empuxo) e um desgaste maior, proporcionado pelas partículas sólidas de alumina provenientes da queima do propelente sólido. Muito embora a composição dos gases de combustão do propelente e as pressões envolvidas sejam diferentes daquelas encontradas em uma reentrada, o ambiente na saída de uma câmara de combustão é severo o bastante para nos levar a crer que um material que resista a ele e uma técnica de fabricação que proporcione isto, com grande probabilidade poderão ser utilizados em uma aplicação de reentrada atmosférica.

A condutividade térmica do carbono/fenólica exige a utilização de materiais de isolamento térmico entre a estrutura ablativa e a subestrutura, de forma a garantir o requisito de temperatura máxima na parede interna do veículo. Na calota, a escolha recaiu sobre um feltro de zircônia, devido às exigências de temperatura máxima, na região cônica, a preferência recai sobre um feltro de sílica. A propriedade de condutividade térmica do feltro de sílica são apresentadas na Tabela 4.

Tabela 4. Condutividades Térmicas de Feltros de Sílica (W/m/°C)

Densidade (g/cm <sup>3</sup> )	Temperatura média entre a superfície quente e a superfície fria (°C)							
	150	200	260	320	370	430	480	540
0,048	0,052	0,062	0,072	0,082	0,093	0,11	0,12	0,13
0,056	0,048	0,056	0,066	0,077	0,087	0,096	0,11	0,12
0,096	0,043	0,049	0,056	0,064	0,072	0,081	0,09	0,09

Como pode ser observado, para uma temperatura em torno de 540 °C, a condutividade do feltro de sílica de 0,096 g/cm<sup>3</sup> é de 0,09 W/m/°C, enquanto que a do feltro de zircônia de 0,24 g/cm<sup>3</sup> é de 0,12 W/m/°C. Em outras palavras, no patamar de temperatura considerado, o feltro de sílica é 60% mais leve enquanto sua condutividade térmica é 25% menor do que o feltro de zircônia. A temperatura máxima de utilização do feltro de sílica é de 980 °C, sendo esta a razão que o impede de ser empregado na calota.

O feltro de sílica é um material composto de 99,5% de fibras de pura sílica, possuindo boa resistência mecânica, como pode ser depreendido pela Tab.3 de seu composto com resina fenólica. Sob a ação de altas temperaturas, as fibras de sílica sofrem encolhimento e perda de peso. Este encolhimento é da ordem de 0,7% a 540 °C e 2,6% a 980 °C. Após 1000 °C, este processo de encolhimento se acelera, atingindo 6,2% a 1100 °C. A temperatura máxima recomendada de uso para este material em uma única missão é de 800 °C. Como a expectativa de temperatura máxima abaixo da proteção de carbono/fenólica é inferior a 1000 °C, devido ao menor fluxo envolvido e à absorção de calor pelo composto ablativo da parede, o feltro de sílica pode ser suficiente para servir como isolamento térmico.

A alternativa ao feltro de sílica para mais altas temperaturas é o feltro de alumina. Este material pode ser usado até temperaturas de 1200 °C sem encolhimento, tendo em vista seu caráter cerâmico, sua densidade situa-se entre 0,064 e 0,096 g/cm<sup>3</sup>, possui um calor específico de 1050 J/kg/K e sua condutividade térmica a 540 °C é de 0,09 W/m/°C.

Aparentemente, há uma equivalência entre os feltros de alumina (Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>) e sílica (SiO<sub>2</sub>), mas deve-se levar em consideração que as propriedades apresentadas são de referência. Como foi citado anteriormente, pode haver uma variação significativa destas propriedades dependendo das características do feltro em questão e das condições de uso.

Considerando uma espessura constante de 4 mm para o composto carbono/fenólica na região cônica-cilíndrica e uma espessura de isolamento de 50 mm para um feltro de sílica de 0,056 g/cm<sup>3</sup>, a massa da região citada se situaria em torno de 37,8 kg.

## 2.2. Região Traseira

A região traseira do veículo compreende uma área que se encontra na "sombra do escoamento". Nesta área, o escoamento oriundo da região cônica retorna ao veículo em uma espécie de vórtice, sendo objeto de uma frenagem muito menos acentuada. A análise do escoamento nesta região é a mais complexa de todas, envolvendo não só um descolamento da camada limite, como também turbulência, fato que dificulta sobremaneira a simulação computacional. Presume-se, no entanto, considerando veículos similares, que o aquecimento cinético é bem inferior ao das demais regiões do veículo. A exceção à regra ocorre na fronteira entre o final da região cônica e o início da região traseira, onde o aquecimento ainda pode ser substancial.

A região traseira é ainda responsável pela rejeição de calor do interior do veículo durante a fase orbital. Este calor é gerado pelo funcionamento dos sistemas elétricos de bordo e só pode ser eliminado por radiação e, principalmente, por condução, em razão do vácuo. Além do mais, o próprio aquecimento em órbita se faz por esta região. Assim sendo, se faz necessário destinar uma área que funcione como radiador térmico.

A concepção proposta para esta região envolve três diferentes soluções, cada uma delas correspondendo a raios diferentes a partir do eixo longitudinal do veículo.

A primeira área é a mais externa, correspondendo ao maior raio. Nela, seria simplesmente assumida uma continuação da parte cônica do veículo em carbono/fenólica. Desta maneira, o escoamento defletido no final do veículo e que ainda se encontra sob uma velocidade alta seria enfrentado por um material de alta resistência à ablação, produzido como parte da região cônica.

A área a seguir encontra-se na sombra do escoamento, embora venha a sofrer algum aquecimento na reentrada. Esta área será protegida por uma camada de cortiça de padrão aeroespacial.

A última área, de menor raio, encontrar-se-á descoberta. Ela englobará a região do centro do veículo e envolverá a tubeira. Sua área efetiva deverá ser mantida a menor possível, sendo calculada considerando-se a área necessária para dissipar a potência térmica por condução/radiação oriunda dos equipamentos embarcados e aquecer o veículo em órbita.

A cortiça de padrão aeroespacial com finalidade de proteção ablativa e isolamento térmico vem sendo empregada ao longo dos últimos 40 anos em diversos projetos. O foguete francês Diamant dos anos 60, por exemplo, já a empregava. O lançador indiano ASLV (ASLV and Beyond, 1992)

utiliza em sua coifa uma proteção de cortiça de 3,0 mm na parte cônica e 1,0 mm na parte cilíndrica para proteger a carga útil do aquecimento aerodinâmico na fase ascendente do veículo. Suas propriedades básicas são descritas a seguir para uma massa específica de 448 kg/m<sup>3</sup>.

Tabela 5. Propriedades da Cortiça no Lançador Indiano ASLV

Temperatura (K)	Condutividade Térmica (W/m/K)	Temperatura (K)	Calor Específico (J/kg/K)
300	0,105	300	1784
325	0,105	355	2453
370	0,180	375	2032
478	0,093	465	2307
584	0,084	580	2183
		600	2183

Como pode ser observado, a cortiça possui uma condutividade térmica muito reduzida, comparável a de uma espuma de poliestireno à temperatura ambiente ( $\kappa = 0,1$  W/m/K) e bem abaixo da fibra de vidro ( $\kappa = 1,0$  W/m/K), materiais conhecidos por sua capacidade de isolamento térmico. O alto calor específico do material se mostra ainda como uma grande vantagem, sendo ele maior do que o da sílica/fenólica ( $C_p=1000$  J/kg/K).

Muito embora as qualidades inegáveis deste tipo de material o qualifiquem para o uso espacial, sua utilização deve ser restrita a fluxos térmicos baixos ou médios devido à velocidade da frente de ablação. Em outras palavras, a cortiça protege bem contra a energia térmica incidente, mas por pouco tempo e este tempo é relacionado à intensidade do fluxo de calor. O IAE realizou estudos com proteções externas de cortiça para divergentes com a finalidade de avaliar a sua performance. Chapas de aço com proteções de cortiça foram colocadas nas proximidades da tubeira de um motor foguete durante um tiro em banco, de maneira a que elas não ficassem expostas ao escoamento, mas recebessem todo o fluxo de calor por radiação da pluma. Após 60 s de queima, a proteção estava completamente deteriorada, muito embora tivesse desempenhado sua função a contento.

A região central da parte traseira ficará exposta a um eventual aquecimento, não fazendo parte do sistema de proteção térmica. A expectativa no momento é a de que este aquecimento não seja significativo. O material escolhido, por outro lado, tanto é capaz de ser utilizado como proteção térmica, como pode ser empregado para dissipar calor, como alguma liga de alumínio.

De um modo geral, pode-se considerar uma espessura de 12 mm de cortiça como suficiente para enfrentar a reentrada. Considerando-se que a região do radiador alcance a metade do raio da região traseira, ou seja, 253,75 mm e desprezando-se a contribuição da região de carbono/fenólica (já computada na outra seção), chega-se a uma massa de cortiça de 3,2 kg.

### 3. CONCLUSÕES E COMENTÁRIOS

Neste trabalho procurou-se desenvolver uma concepção preliminar para o sistema de proteção térmica do primeiro protótipo do SARA. Esta concepção baseia-se no grau de conhecimento na área adquirido pelo IAE ao longo dos anos e de forma alguma almeja ser definitiva. Seu objetivo é fornecer um primeiro esboço do sistema em questão a fim de que os diferentes grupos de estudos possam trabalhar. Um trabalho de otimização torna-se, neste contexto, quase como imprescindível.

A massa total do sistema de proteção térmica chegou próxima dos 50 kg, o que extrapola a previsão inicial de projeto de 38 kg. A sugestão atual é, no entanto, mais realista do que a elaborada anteriormente. Apesar do acréscimo de massa, esta proteção térmica é aceitável, podendo ainda ser reduzida pelos estudos subseqüentes. As sugestões propostas para os diferentes módulos não se constituem nas únicas soluções possíveis, mas são aquelas que se adaptam melhor à realidade técnico-financeira do IAE.



#### 4. REFERÊNCIAS

- ASLV and Beyond 1992, Special Publication ISRO-HQ-SP-60-92, Indian Space Research Organisation, Bangalore, July, 20, 1992
- Bosco, J., et alii, 1990, "Development Status of the Brazilian VLS Satellite Launcher Program", 17th International Symposium on Space Technology and Science, Tóquio, Japão, Mai 90
- Loures da Costa, L. E. V., Moraes, P. Jr., 2001, "Concepção de Sistemas de Proteção Térmica para o Veículo Espacial Recuperável SARA", Anais do XVI Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica – COBEM 2001, Uberlândia-MG, 26-30 nov 2001
- Loures da Costa, L. E. V., Moraes, P. Jr., 2000, "Sistema de Proteção Térmica da Plataforma Orbital Sara", Congresso Nacional de Engenharia Mecânica (CONEM), Natal (RN), Brasil
- Moraes, P. Jr., 1998, "Design Aspects of the Recoverable Orbital Platform SARA", Anales do 8º Congreso Chileno de Ingenieria Mecánica, Octubre 26-30, Concepción, Chile, vol. 1, pp. 39-44
- Pessoa Filho, J.B., 1997, "Aquecimento Cinético do Ponto de Estagnação do SARA durante Reentrada Atmosférica", Relatório Técnico NT-146/ASE-N/97, CTA/IAE/ASE, 19 dez 1997
- Villas Bôas, D. J. F., Moraes, P. Jr., Sikharulidze, Y., 2000, "Studies on the Characteristics of De-boost Motors for a Small Recoverable Orbital Platform", Congresso Nacional de Engenharia Mecânica (CONEM), Natal (RN), Brasil

#### 5. DIREITOS AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído no seu trabalho.

### HEAT SHIELD DESIGN ASPECTS OF THE FIRST PROTOTYPE OF THE RETRIEVABLE ORBITAL PLATFORM SARA

**Luís Eduardo Vergueiro Loures da Costa**

Centro Técnico Aeroespacial / Instituto de Aeronáutica e Espaço

Divisão de Sistemas Espaciais

12228-904 São José dos Campos-SP

[loures@iae.cta.br](mailto:loures@iae.cta.br)

**Paulo Moraes Jr.**

Centro Técnico Aeroespacial / Instituto de Aeronáutica e Espaço

Divisão de Sistemas Espaciais

12228-904 São José dos Campos-SP

[moraes@iae.cta.br](mailto:moraes@iae.cta.br)

**Abstract.** *The design of the heat shield of the retrievable orbital platform SARA in a preliminary version concerns a complex engineering approach, due to the non availability of all necessary knowledge of environmental conditions, the difficulty of carrying on good simulations of that conditions, and the existence of many possible solutions. The present work has the aim to propose a preliminary but realistic configuration, based on existing knowledge on this topic and that should be used for the future analysis in the different areas that complete the project of the vehicle (thermal control in orbit, re-entry aerothermodynamics, materials, structural dynamics, etc). The hereby-proposed basic configuration is being analyzed, and should be later optimized and modified if any design requirement is not attended.*

**Keywords.** *thermal protection system, heat shield, recoverable satellite, SARA*